Вестник Донского государственного технического университета. 2019. Т. 19, № 4. С. 317–327. ISSN 1992-5980 eISSN 1992-6006
Vestnik of Don State Technical University. 2019. Vol. 19, no. 4, pp. 317–327. ISSN 1992-5980 eISSN 1992-6006



УДК 62-83 https://doi.org/10.23947/1992-5980-2019-19-4-317-327

Теоретические основы моделирования динамических характеристик приводов перспективных космических аппаратов с учетом функционирования осцилляторов[*]

А. Н. Сова[1], М. И. Степанов[2], В. А. Сова[3], А. И. Быков[4]**
[1, 2] Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет, Москва, Российская Федерация
[3] Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
[4] Научно-производственное объединение имени С. А. Лавочкина, Химки, Российская Федерация

Background for modeling the dynamic characteristics of advanced spacecraft drives considering the operation of oscillators[***]

A. N. Sova[1], M. I. Stepanov[2], V. A. Sova[3], A. I. Bykov[4]**
[1, 2] Moscow Automobile and Road Construction State Technical University, Moscow, Russian Federation
[3] Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation
[4] Lavochkin Association, Khimki, Russian Federation

Введение. В рамках данного исследования рассмотрены прецизионные элементы целевой аппаратуры и чувствительные элементы системы стабилизации и ориентации перспективных космических аппаратов. Обоснованы и разработаны метод и программно-алгоритмическое обеспечение моделирования динамических характеристик указанных элементов. При этом учтены результаты обработки данных по экспериментальным исследованиям активных и пассивных осцилляторов.
Материалы и методы. Показано, как метод обезвешивания позволяет воссоздать условия, максимально соответствующие реальной эксплуатации перспективных космических аппаратов, прецизионных элементов конструкции, целевой аппаратуры и их приводов. Представлены схемы соответствующих экспериментальных установок. Использованы методы математического моделирования, методы механики и динамики машин. Рассчитаны основные параметры динамики предлагаемой конструкции — определяющие с точки зрения реализации целевых функций космического аппарата. Сформированы рациональные варианты компоновки и примерных циклограмм функционирования перспективных космических аппаратов с целью снижения микровозмущений от приводных устройств с вращающимися массами.
Результаты исследования. Обоснован и разработан метод моделирования динамических характеристик приводов перспективных космических аппаратов с учетом функционирования штатных осцилляторов. Представлен комплекс методик решения проблем идентификации динамических параметров математической модели перспективных космических аппаратов с учетом результатов обработки данных, получаемых при экспериментальной отработке активных и пассивных осцилляторов. Отмечены два вида вибрации от двигателей маховиков. Первый: по ко-

Introduction. Precision elements of the target equipment and sensitive elements of the stabilization and orientation system of the advanced spacecraft are considered in the framework of this research. A method and software for modeling the dynamic characteristics of these elements are developed and validated. At that, the processing data results from the experimental studies on active and passive oscillators are taken into account.
Materials and Methods. It is shown how the method of weightlessness provides simulation of the conditions that as much as possible conform to the real-time use of advanced space vehicles, precision structural elements, target equipment and their drives. Schemes of the corresponding experimental facilities are presented. Mathematical modeling methods, techniques of machine mechanics and dynamics are applied. Basic parameters of the proposed design dynamics, which are governing parameters in terms of the implementation of the target functions of the spacecraft, are calculated. Rational versions of layout and approximate cycle patterns of the operation of advanced space vehicles are formed to reduce microperturbations from driving gear with rotating masses.
Research Results. A simulation technique for the dynamic characteristics of the drives of advanced space vehicles considering the regular oscillator operation is developed and validated. A complex of methods is presented for solving the problems of identifying dynamic parameters of a mathematical model of an advanced spacecraft based on the processing data results obtained through the experimental testing of active and passive oscillators. Two types of vibration from flywheel engines are noted. The first type is according to the commands of



[*] Исследование выполнено в рамках инициативной НИР.
[**] E-mail: slsova@mail.ru, madi.1965@mail.ru, vladislavsovaa@gmail.com, bykovartem1994@yandex.ru
[***] The research is done within the frame of the independent R&D.

мандам системы управления ориентацией и стабилизацией. Второй: обусловленный остаточным дисбалансом, от измерителя солнечной постоянной. Показано, каким образом эти вибрации влияют на динамические характеристики посадочных мест гироскопического измерителя вектора угловой скорости и многозонального сканирующего устройства гидрометеорологического обеспечения космического аппарата. Полученные данные предназначены для решения задач обеспечения динамической точности перспективных космических аппаратов.
Обсуждение и заключения. Предложен метод моделирования динамических характеристик перспективных космических аппаратов при функционировании в режиме прецизионной ориентации. Решение основано на представленных в статье результатах теоретико-экспериментальных исследований и учитывает работу штатных осцилляторов. Реализация указанного метода доведена до программно-алгоритмического обеспечения оценки динамических характеристик штатных осцилляторов перспективного космического аппарата. Обоснованы рекомендации по снижению влияния активных осцилляторов. Выбраны исходные данные для определения динамики перспективных космических аппаратов с точки зрения выполнения их целевых функций. Предложены компоновка и примерные циклограммы функционирования перспективного космического аппарата с целью выявления приводных устройств с вращающимися массами как источников микровозмущений.

the position control and stabilization control system. The second type is due to residual imbalance from the solar constant meter. It is shown how these vibrations affect the dynamic characteristics of the gyro mounting seats and of the multispectral scanner for hydrometeorological support of the spacecraft. The data obtained are meant to solve the problems of assurance of the dynamic accuracy of advanced space vehicles.
Discussion and Conclusions. A technique for modeling the dynamic characteristics of advanced space vehicles when operating in the precision orientation mode is proposed. The solution is based on the results of theoretical and experimental studies presented in the paper, and it considers the operation of standard oscillators. The implementation of this method is brought to software and algorithmic support for assessing the dynamic characteristics of standard oscillators of an advanced space vehicle. Recommendations to reduce the effect of active oscillators are established. Initial data are selected to determine the dynamics of advanced space vehicles from the point of view of fulfilling their target functions. The layout and approximate cycle patterns of the operation of advanced space vehicles to identify the driving gear with rotating masses as sources of micro-perturbations are proposed.

Ключевые слова: амплитуда колебаний, декремент затухания колебаний, динамическая точность, космический аппарат, математическое моделирование, метод, микровозмущение, перемещение, прецизионная стабилизация, привод, программно-алгоритмическое обеспечение, скорость, ускорение, частота колебаний.

Keywords: amplitude of oscillations, damping ratio, dynamic accuracy, spacecraft, mathematical simulation, method, microperturbation, displacement, precision stabilization, drive, software and algorithmic support, velocity, acceleration, oscillation frequency.

Образец для цитирования: Теоретические основы моделирования динамических характеристик приводов перспективных космических аппаратов с учетом функционирования осцилляторов / А. Н. Сова [и др.] // Вестник Донского гос. техн. ун-та. — 2019. — Т. 19, № 4. — С. 317−327. https://doi.org/10.23947/1992-5980-2019-19-4-317-327

For citation: A.N. Sova, et al. Background for modeling the dynamic characteristics of advanced spacecraft drives considering the operation of oscillators. Vestnik of DGTU, 2019, vol. 19, no. 4, pp. 317−327. https://doi.org/10.23947/1992-5980-2019-19-4-317-327

Введение. На современном этапе развития авиакосмической отрасли сохраняют актуальность практические задачи обеспечения динамической точности угловых и линейных перемещений прецизионных элементов конструкции (ПЭК) и целевой аппаратуры (ЦА) перспективных космических аппаратов (КА) при действии внутренних источников возмущений. Такими источниками считаются устройства, приборы и приводы космического аппарата и научной аппаратуры. Движущиеся и вращающиеся массы указанного оборудования в режимах прецизионного наведения формируют вибрационные возмущения [1, 2]. В ходе теоретико-экспериментальных исследований решен комплекс перечисленных ниже частных задач исследования [3, 4].

1) Анализ требований, предъявляемых к современным космическим аппаратам с прецизионной стабилизацией, в зависимости от их назначения и устанавливаемой на них научной аппаратуры. Цель — унификация этих требований.

2) Классификация и анализ основных источников внутренних возмущений. Цель — определение наиболее виброактивных и выявление возможности ослабления и (или) исключения их воздействия.

3) Обоснование и разработка экспериментальных методов и средств определения микровозмущений, а также методов их математического моделирования.

4) Проведение экспериментов по определению диссипативных свойств конструкций космических аппаратов при малых уровнях перемещений (порядка 0,5 мкм).

5) Обоснование и разработка достаточно точных математических моделей космических аппаратов и

научной аппаратуры для анализа динамической точности как в низкочастотной, так и в среднечастотной областях возмущений.

6) Обоснование и разработка методов математического моделирования для исследования динамической точности с учетом экспериментально определяемых параметров возмущений.

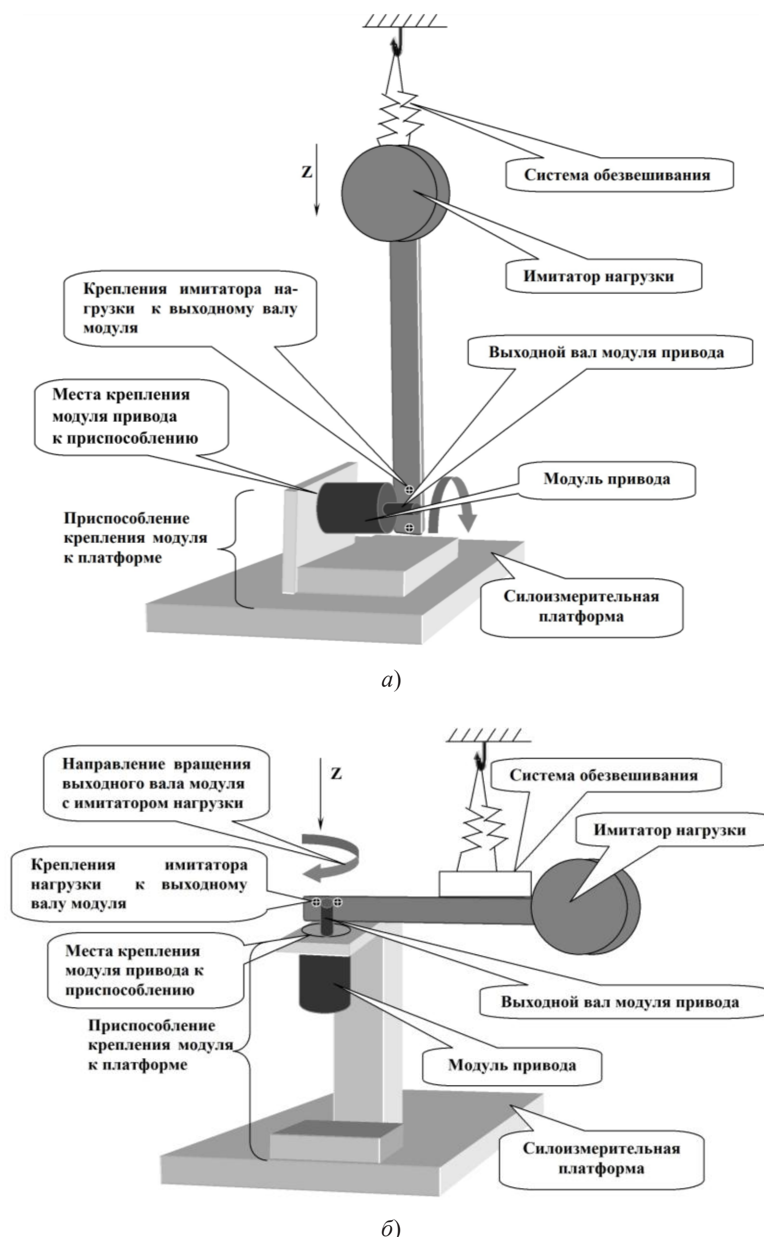
7) Анализ результатов исследования динамической точности и общих требований к ее параметрам для перспективного космического аппарата, включая ЦА. Обоснование и разработка на основе этого анализа частных требований по виброактивности основных источников внутренних возмущений.

Материалы и методы

Постановка задачи исследования. Предложены схемы экспериментальных установок, реализация которых с применением метода обезвешивания позволяет воссоздать условия, максимально соответствующие реальной эксплуатации перспективных КА, ПЭК, ЦА и их приводов [3–5]. Математическое моделирование и эксперименты позволили обосновать и разработать предложения по коррекции динамических характеристик ПЭК и ЦА перспективных КА при действии внутренних источников возмущений.

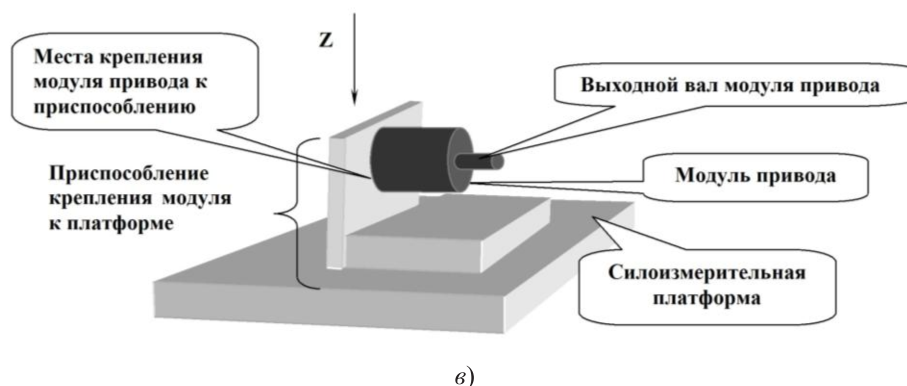
Методы решения задачи исследования. Для решения задач исследования использованы методы математического моделирования, методы механики и динамики машин. Предложены: метод моделирования динамических характеристик перспективных КА при функционировании в режиме прецизионной ориентации с учетом работы штатных осцилляторов и метод обработки результатов экспериментальных исследований микровозмущений.

Описание схем экспериментальных установок. Для решения указанных задач реализованы схемы проведения экспериментальных исследований (рис. 1).



а)

б)



в)

Рис. 1. Схемы проведения эксперимента на силовом испытательном стенде с нагрузкой на выходном валу модуля привода: горизонтальная ось вращения (*а*); вертикальная ось вращения (*б*); нагрузка на выходном валу J = 4,75 кгм^2 (*в*)

Экспериментальные исследования по выбранным схемам позволили оценить влияние гравитации и системы обезвешивания на полезный сигнал [5–8].

Результаты исследования

Метод моделирования динамических характеристик приводов перспективных космических аппаратов с учетом функционирования штатных осцилляторов. Для обеспечения динамической точности принят представленный на рис. 2 порядок проведения исследований [8–11].



Рис. 2. Порядок проведения исследований, принятый при отработке динамической точности

Кроме того, экспериментально исследованы микровозмущения физических натурных моделей перспективных КА. При анализе информации, получаемой при экспериментальной отработке активных и пассивных осцилляторов, возникают проблемы идентификации динамических параметров математической модели изделия. В данной статье представлены пути и методы решения этих проблем.

Метод обработки результатов экспериментальных исследований микровозмущений перспективных КА. Метод определения основных параметров динамической схемы основывается на предположении, что полученная выборка свободного движения представляет собой общее решение системы линейных дифференциальных уравнений, то есть имеет вид [3, 4, 7, 8]:

http://vestnik.donstu.ru

$$y(t)=\sum_{j=1}^{n}A_j e^{-\delta_j t}\sin(2\pi f_j t+\varphi_j)\,, \tag{1}$$

где n — общее число искомых составляющих в выборке; A_j — амплитуда вклада j-го тона; δ_j — декремент затухания j-го тона; f_j — частота j-го тона колебаний; ϕ_j — фаза j-го тона колебаний; t — время.

Необходимо максимально приблизить эту зависимость к колебательной части сигнала с прибора, полученного по каналам телеметрии [7, 8]. Для фиксации идентифицируемого сигнала нужно провести следующие предварительные операции [3, 4, 7, 8, 10, 11]:
— выделить участок телеметрической информации по угловым скоростям или углам, где наблюдаются колебания, определяемые влиянием жидкого наполнения;
— удалить из полученного сигнала низкочастотные и постоянные составляющие, обусловленные угловым движением космического аппарата относительно его центра масс (производится путем фильтрации низкочастотной составляющей и (или) удалением полиномиального тренда, соответствующего твердотельным формам движения изделия);
— привести сигнал к постоянному интервалу регистрации;
— определить частотные диапазоны основных гармонических составляющих сигнала на основе использования алгоритма быстрого преобразования Фурье;
— сместить сигнал, чтобы время первого замера в исследуемой части сигнала соответствовало началу временной оси (это необходимо для правильной оценки диссипативных и фазовых характеристик).

Преобразованный таким способом сигнал используется в качестве таблично заданной функции (x_i) при его аппроксимации зависимостью для определения параметров процесса. При подборе параметров используется метод наименьших квадратов. Параметры A_j, δ_j, f_j и φ_j определяются путем минимизации [3, 4, 7, 8]:

$$\sum_{i=1}^{m}(x_i-\sum_{j=1}^{n}A_j e^{-\delta j\times t_i}\sin(2\pi f_j t_i+\varphi_j))^2\to\min\,, \tag{2}$$

где x_i — значения сигнала, полученного при обработке результатов испытаний; t_i — моменты времени, соответствующие замерам x_i; m — количество замеров; A_j — амплитуда вклада j-го тона; δ_j — декремент затухания j-го тона; f_j — частота j-го тона колебаний; ϕ_j — фаза j-го тона колебаний.

Результаты моделирования и экспериментальные исследования учитывают следующие основные факторы:
— количество гармонических составляющих, проявляющихся в исследуемой выборке;
— близость расположения частот этих составляющих;
— длина выборки (определяет и позволяет достоверно оценить необходимое число периодов движения по самой низкой частоте);
— шаг записи сигнала (определяет необходимое число точек на периоде движения самой высокой частоты);
— разброс амплитуд отдельных движений составляющих выборки;
— наличие в выборке ненаблюдаемых входных воздействий.

Разумеется, все перечисленные факторы взаимозависимы, а их влияние на точность и достоверность результата определяется их сочетанием. Поэтому исследование проводится для каждого фактора при вариации остальных.

Созданный метод апробирован при работе осцилляторов, в результате которой силовые факторы воздействуют на места крепления. При определении амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) сил и моментов (работа модуля на штатной частоте импульсов шагового двигателя (ШД) 130 Гц) с учетом кинематической цепи конструкции применялась следующая последовательность разработки модуля:
— выбор из массива данных наиболее характерных результатов измерений (критерии выбора — максимальные амплитуды измеренных силовых параметров и максимальный набор пиков в АЧХ силовых параметров);
— анализ результатов измерений внешнего фона и колебаний систем крепления и обезвешивания в частотной области с целью выявления частот шумовых сигналов;
— составление списка диапазонов шумовых частот для каждого силового параметра;
— фильтрация из исходных процессов изменения силовых параметров в выбранных результатах измерения шумовых диапазонов частот (используется специальный пакет прикладных программ);
— сохранение результатов измерения отфильтрованных процессов и анализ их спектров с целью выявления основных осцилляторов кинематической цепи модуля.

Отдельные этапы разработки модуля описаны в [3, 4, 7, 8, 10, 11].

По представленным на рис. 1 схемам были проведены измерения сил и моментов, приходящих на места крепления модуля, для трех вариантов нагрузки на выходной вал со значениями момента инерции: 1) J_1 = 1,53 кгм^2; 2) J_2 = 6,1 кгм^2; 3) J_3 = 7,6 кгм^2.

Цель экспериментов — определить, как максимальные значения крутящего момента относительно оси вращения выходного вала зависят от величины момента инерции нагрузки на валу, а затем составить прогноз по величине крутящего момента для штатной нагрузки. При определении этой зависимости и крутильной жесткости на выходном валу модуля к анализу принимались измерения момента M_z относительно оси вращения выходного вала.

Крутильная жесткость определялась по формуле:

$$c = J_i 4\pi^2 f_i^2 , \qquad (3)$$

где J_i — момент инерции нагрузки на выходном валу, кгм^2; f_i — низшая частота крутильных колебаний относительно оси вращения выходного вала, Гц; i — номер варианта нагрузки на выходной вал модуля.

Из полезного сигнала момента M_z (фильтрации) выделили процесс, в котором изменение данного момента происходит на низшей собственной частоте крутильных колебаний. Это позволило определить декременты колебаний.

Декременты крутильных колебаний выходного вала на низшей собственной частоте с различными вариантами нагрузки определялись по формуле:

$$\delta = \frac{1}{n} \ln(A_m / A_{m+n}) , \qquad (4)$$

где A_m — амплитуда ускорения на m-м цикле колебаний; A_{m+n} — амплитуда ускорения на $(m + n)$-м цикле колебаний; n — число принятых к анализу циклов колебаний.

При определении жесткости выходного вала и декрементов крутильных колебаний на низшей собственной частоте применялась описанная ниже последовательность действий.

1) Выбор трех наиболее характерных процессов изменения момента M_z для трех вариантов нагрузки на выходном валу модуля.

2) Определение низшей собственной частоты крутильных колебаний. В этом случае по максимальной амплитуде в АЧХ момента M_z определяется частотный диапазон, в котором предположительно находится значение низшей собственной частоты крутильных колебаний. С помощью узкополосной фильтрации анализируются узкие диапазоны частот в выбранной области (критерием низшей собственной частоты крутильных колебаний среди анализируемых отфильтрованных процессов является монотонное убывание амплитуды во времени и отсутствие биений).

3) По значениям низшей собственной частоты крутильных колебаний и момента инерции нагрузки с использованием формулы (3) определяется жесткость выходного вала.

4) Из полученного временного процесса изменения амплитуд крутильных колебаний на низшей собственной частоте определяются значения A_m, A_{m+n}, n, а по формуле (2) — декремент этих колебаний.

Особенности обработки результатов исследований воздействия на места крепления со стороны силовых факторов, возникающих при работе осцилляторов. Автоматически выполняется преобразование формата первичных данных измерений в формат, удобный для графического представления и анализа информации. Применение специальной программы позволяет значительно сократить время первичной обработки результатов измерений. Для исключения из исходного процесса шумовых сигналов также используется пакет специальных прикладных программ.

Для каждого из измеренных силовых параметров (F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z) характерны не только общие для всех них шумовые сигналы (например, сетевая электрическая помеха на частоте ~50 Гц или стабильное внешнее возмущение грунта в диапазоне частот от 16 до 17,5 Гц), но и собственные, обусловленные влиянием систем обезвешивания и крепления привода. Для каждого из силовых параметров требуется исключить в среднем двенадцать частотных диапазонов. Соответственно, в каждой выбранной для анализа совокупности результатов измерений требуется исключение разных наборов шумовых сигналов для каждого из силовых параметров, если решается задача определения динамических характеристик модуля с учетом кинематической цепи (при этом необходим анализ измеренных силовых параметров в широком диапазоне частот от 0 до 200 Гц). Критериями выбора результатов измерений силовых факторов являются: максимальные амплитуды силовых параметров; максимальный набор пиков в амплитудно-частотных характеристиках силовых параметров.

При обработке результатов измерений в задаче определения жесткости модуля на выходном валу и декремента колебаний на низшей собственной частоте необходимо из исходного сигнала (фильтрации) выделить процесс, в котором изменение силового параметра происходит на низшей собственной частоте крутильных ко-

лебаний. Эта процедура успешно реализуется в специальном пакете прикладных программ [3–4].

Методика выбора характерных режимов испытаний и соответствующих им результатов измерений. Основные схемы испытаний и режимы работы (частота импульсов шагового двигателя (ШД) 130 Гц) модуля были выбраны с учетом максимального приближения к условиям функционирования КА на орбите. Критериями выбора наиболее характерных режимов для решения поставленной задачи являются:

— отсутствие нагрузки на выходном валу;

— вертикальная ось вращения выходного вала;

— частота опроса данных измерений не менее 500 Гц (исследуемый диапазон частот — от 0 до 200 Гц).

Критериями выбора результатов измерений для определения динамических характеристик модуля с учетом кинематической цепи являются:

— максимальные амплитуды измеренных силовых параметров;

— максимальный набор пиков в АЧХ силовых параметров.

Методика выбора характерных режимов и результатов измерений для определения жесткости и декремента крутильных колебаний выходного вала модуля. Критериями выбора характерных режимов для решения поставленной задачи являются:

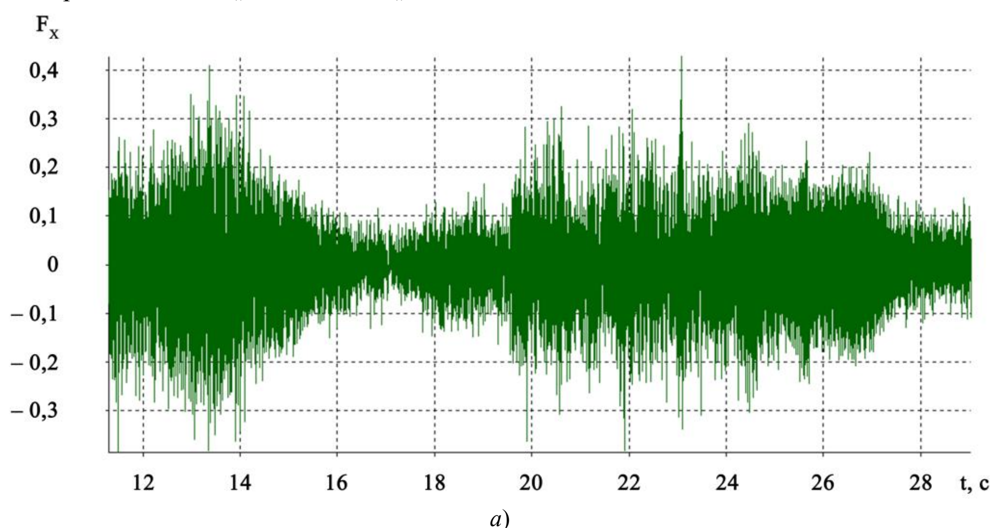
— вертикальная ось вращения выходного вала (см. рис. 1, *б*);

— три варианта нагрузки на выходном валу (величина нагрузки не менее 0,5 кгм^2);

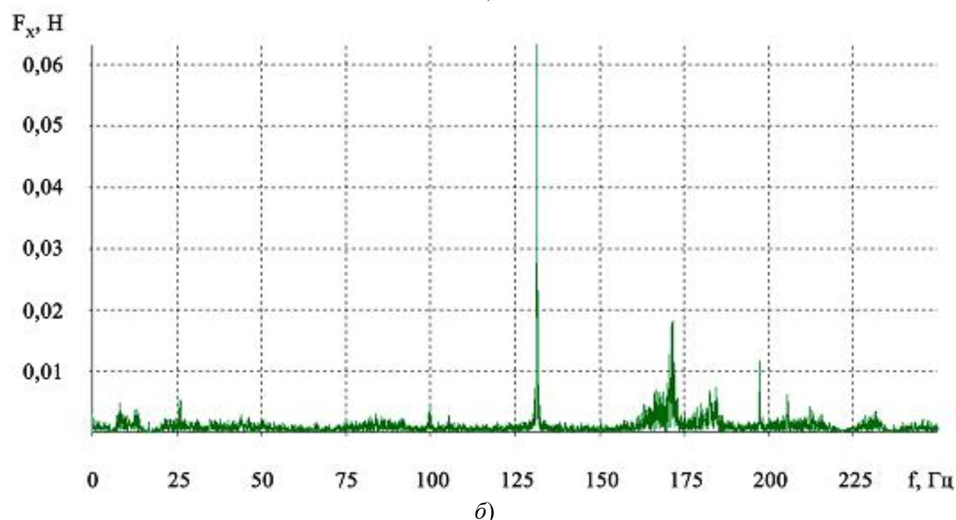
— частота опроса данных измерений не менее 50 Гц (исследуемый диапазон частот — от 0 до 10 Гц).

Критерием выбора файлов являются максимальные амплитуды измеренного момента M_z.

Методика определения динамических характеристик модуля с учетом кинематической цепи. После обработки исходного измеренного сигнала формируется полезный сигнал, отражающий динамику звеньев кинематической цепи модуля при работе ШД на частоте управляющих импульсов 130 Гц. Анализ АЧХ каждого из силовых параметров (F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z) позволил выявить основные диапазоны частот, на которых имели место повышенные амплитуды этих параметров. В результате проведенных исследований определены временные процессы и спектры для сил F_x, F_y, F_z и моментов M_x, M_y, M_z. На рис. 3 представлены примеры временных процессов и спектров для силы F_x и момента M_x.



а)



б)

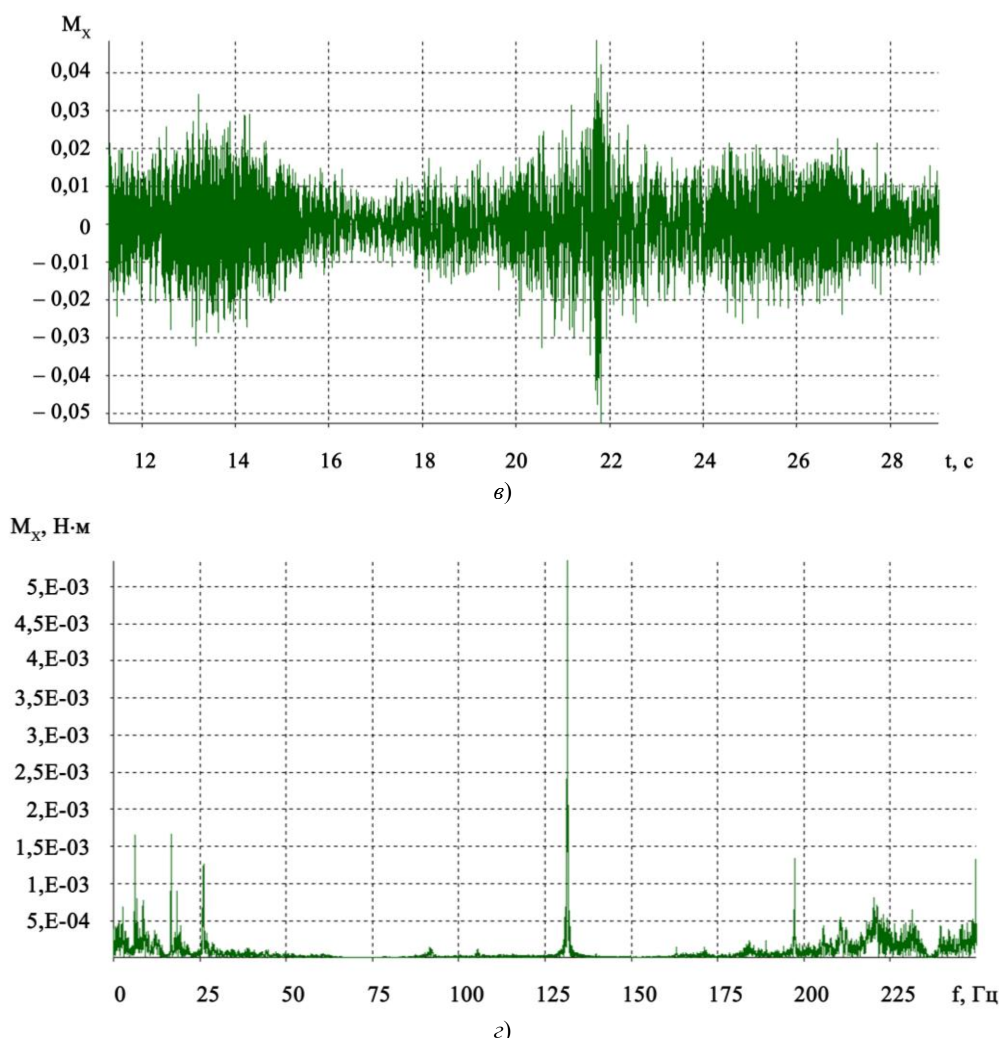


Рис. 3. Временной процесс (*а*) и спектр (*б*) силы F_x; временной процесс (*в*) и спектр (*г*) момента M_x на частоте ШД 130 Гц

Результаты определения динамических характеристик модуля на низшей собственной частоте крутильных колебаний выходного вала. Результаты расчетов приведены в табл. 1.

Таблица 1

Частотные характеристики по параметрам сил F_x, F_y, F_z и моментов M_x, M_y, M_z при работе модуля на частоте импульсов ШД 130 Гц

№ п/п	Параметр нагрузки	Частота *f*, Гц (в скобках указано осредненное значение амплитуды нагрузки)
1	F_x, Н	0,5÷0,9 (0,014); 5÷6,1 (0,08); 8,2 (0,04); 12,3 (0,03); 26,2 (0,04); 45 (0,022); 91(0,02); 105 (0,014); 130 (0,39); 170 (0,01); 205 (0,04)
2	F_y, Н	5÷6,1 (0,014); 8,2 (0,02);12,3 (0,02); 26,2 (0,044); 45 (0,014); 91 (0,017); 130 (0,47); 170 (0,02); 205(0,04)
3	F_z, Н	0,5÷0,9 (0,07); 26,2 (0,04); 45 (0,015); 91 (0,04); 130 (0,1); 170 (0,02)
4	M_x, Нм	0,5÷0,9 (0,01); 8,2 (0,0025); 12,3 (0,03); 26,2 (0,025); 91 (0,0026); 105 (0,003); 130 (0,3); 170(0,001); 205 (0,0045)
5	M_y, Нм	5÷6,1 (0,016); 8,1 (0,0062); 26,2 (0,016); 45 (0,004); 91 (0,008); 105 (0,005); 130(0,075); 170 (0,01); 205 (0,0055)
6	M_z, Нм	0,5÷0,9 (0,0025); 5÷6,1 (0,005); 18,5 (0,004); 26,2 (0,011); 45 (0,006); 105 (0,0018); 130 (0,3); 170 (0,015)

После обработки исходных измеренных сигналов по предложенной методике получены данные для определения жесткости выходного вала по формуле и декрементов крутильных колебаний. Анализ крутильных колебаний выходного вала модуля проводился для моментов инерции: 1,53 кг·м^2; 6,1 кг·м^2; 7,6 кг·м^2. При исследованиях крутильных колебаний выходного вала модуля сравнивались две ситуации:

— ШД включен и кинематическая цепь в работе;

— ШД выключен.

В первом случае низшая собственная частота крутильных колебаний ниже, чем во втором. Результаты анализа приведены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты определения жесткости выходного вала модуля с нагрузкой на низшей собственной частоте

Момент инерции нагрузки, кг·м^2	Низшая собственная частота системы, Гц		Жесткость выходного вала, Н·м/град	
		При работе модуля		При работе модуля
1,53	6,2	5,3	40,5	29,6
6,1	2,63	2,34	29,1	23
7,6	2,44	2,1	31,2	23,1
29	1,22	1,07	31	23

Полученные осредненные величины амплитуд моментов *Mz* и декрементов колебаний для низших собственных частот системы приведены в табл. 3.

Таблица 3

Декременты крутильных колебаний и осредненные амплитуды момента относительно оси вращения выходного вала

Момент инерции нагрузки, кг·м^2	Амплитуда *Mz*, Н·м	Декремент колебаний
1,53	0,022	0,06
6,1	0,115	0,14
7,6	0,14	0,14
29	~0,5	0,14

Примеры временного процесса момента *Mz* и его спектра для случая нагрузки на выходном валу модуля J_2 = 7,6 кгм^2 представлены на рис. 4.

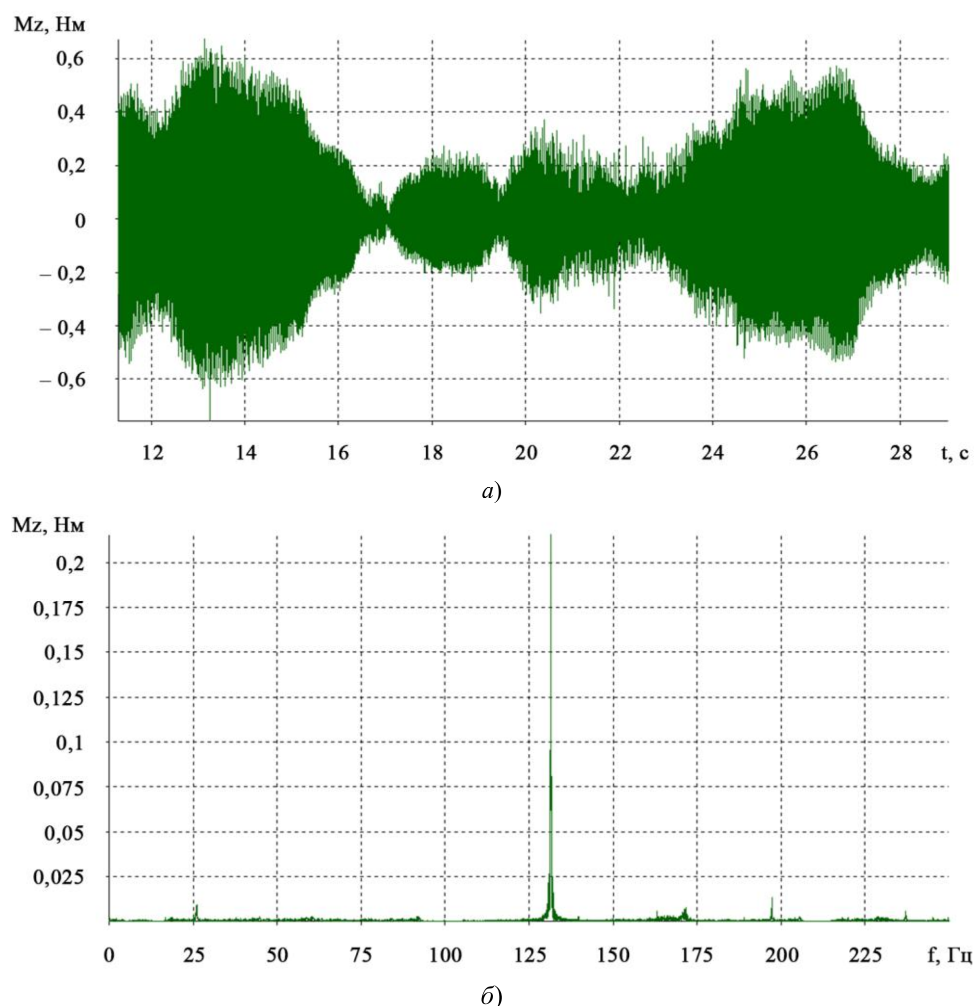


Рис. 4. Графики временного процесса (*а*) и спектра (*б*) момента *Mz* для случая нагрузки на выходном валу модуля J_2 = 7,6 кгм^2

Обсуждение и заключения. Исследования позволили определить динамику приводов перспективного КА и его составных частей как источников внутренних возмущений. Анализ результатов исследований показал, что для снижения влияния активных осцилляторов на динамическую точность перспективного КА в режиме прецизионной ориентации необходимо:

— провести экспериментальное подтверждение исходных данных по бортовым источникам возмущений;
— провести экспериментальное исследование диссипативных характеристик и характеристик жесткости конструкции перспективного КА;
— разработать критерии оценки влияния воздействий от бортовых источников возмущений на целевое функционирование перспективного КА в диапазоне частот до 100 Гц;
— уточнить среднечастотную динамическую модель перспективного КА по результатам экспериментальных исследований;
— провести анализ чувствительности бортовых приборов перспективного КА к вибрациям и разработать требования к виброактивности источников микровозмущений;
— провести определение виброактивности источников填 вибровозмущений: двигателя-маховика (ДМ), привода зеркала МСУ-ГС, измерителя солнечной постоянной ИСП-2М.

Результаты проведенных теоретико-экспериментальных исследований позволили решить перечисленные ниже задачи.

1) Анализ источников микровозмущений:
— анализ состава, режимов работы и характеристик бортовых источников микровозмущений;
— оценка вибровозмущений конструкции КА, генерируемых электромеханическими исполнительными органами (ЭМИО);
— оценка моментов, создаваемых ДМ по командам системы управления ориентацией и стабилизацией (СУОС);
— оценка вибровозмущений конструкции КА, генерируемых многозональным сканирующим устройством гидрометеорологического обеспечения (МСУ-ГС);
— оценка вибровозмущений конструкции КА, генерируемых приводом солнечной батареи (СБ);
— оценка вибровозмущений конструкции КА, генерируемых приводом остронаправленной антенны (ОНА);
— оценка вибровозмущений конструкции КА, генерируемых измерителем солнечной постоянной величины (ИСП-2М).

2) Оценка динамических характеристик посадочных мест гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС) перспективного КА при вибрационных воздействиях от ИСП-2М, а также от:
— МСУ-ГС,
— ДМ (вибрации обусловлены командами СУОС и остаточным дисбалансом).

3) Оценка динамических характеристик посадочного места МСУ-ГС перспективного КА при возмущениях от ДМ по командам СУОС, ДМ, обусловленных остаточным дисбалансом, ИСП-2М.

Библиографический список

1. Ефанов, В. В. Фобос-Грунт. Проект космической экспедиции. В 2 т. Т. 1 / В. В. Ефанов, А. В. Захаров. — Москва : НПО им. С. А. Лавочкина ; Институт космических исследований РАН. — 237 с.

2. Ефанов, В. В. Фобос-Грунт. Проект космической экспедиции. В 2 т. Т. 2 / В. В. Ефанов, А. В. Захаров. — Москва : НПО им. С. А. Лавочкина ; Институт космических исследований РАН. — 345 с.

3. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. В 3 т. Т. 1. / Сост. В. В. Ефанов, И. Л. Шевалев ; под ред. В. В. Ефанова, К. М. Пичхадзе. — 2-е изд., перераб. — Москва : МАИ-Принт, 2013. — 492 с.

4. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. В 3 т. Т. 1. / Сост. В. В. Ефанов ; под ред. В. В. Хартова, В. В. Ефанова. — 2-е изд., перераб. — Москва : МАИ-Принт, 2014. — 544 с.

5. Теоретические основы расчета системы управления гидравлического привода стенда для испытаний поршневых гидравлических цилиндров / А. Т. Рыбак [и др.] // Вестник Донского гос. техн. ун-та. — 2019. — Т. 19, № 3. — С. 242−249. https://doi.org/10.23947/1992–5980–2019–19–3–242–249.

6. Предложение по решению проблемы виброзащиты прецизионной оптико-электронной аппаратуры космического аппарата «СПЕКТР-УФ» / А. Н. Сова [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. — 2013. — Т. 135, № 4. — С. 17–20.

7. Сова, А. Н. Метод и алгоритмы математического моделирования виброактивности космических аппаратов с учетом внутренних источников возмущений на основе результатов экспериментальных исследований / А. Н. Сова // Двойные технологии. — 2019. — № 3 (88). — С. 52–56.

8. Сова, А. Н. Метод и результаты математического моделирования механических воздействий двига-

телей-маховиков космических аппаратов на основе результатов экспериментальных исследований / А. Н. Сова // Двойные технологии. — 2019. — № 3 (88). — С. 57–63.

9. Современное состояние и направления применения магнитожидкостных технических средств и систем в ракетной и ракетно-космической технике / А. Н. Сова [и др.] // Труды МИТ. — 2014. — Т. 14, ч. 1. — С. 92–102.

10. Чеботарев, В. Е. Особенности ориентации навигационных космических аппаратов / В. Е. Чеботарев, А. В. Фатеев // Космические аппараты и технологии. — 2018. — № 2 (24). — С. 84–87.

11. Чеботарев, В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения. В 2 кн. Кн. 2. Внутреннее проектирование космического аппарата / В. Е. Чеботарев. — Красноярск : Изд-во Сиб. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. — 140 с.

Сдана в редакцию 01.09.2019
Принята к публикации 05.10.2019

Об авторах:

Сова Александр Николаевич,
заведующий кафедрой «Транспортные установки» Московского автомобильно-дорожного государственного технического университета (МАДИ) (РФ, 125319, г. Москва, пр. Ленинградский, 64), доктор технических наук, профессор, действительный член (академик) Российской академии космонавтики имени К. Э. Циолковского,
ORCID: https://orcid.org/0000–0002–0213–6978
slsova@mail.ru

Степанов Михаил Иванович,
профессор кафедры «Транспортные установки» Московского автомобильно-дорожного государственного технического университета (МАДИ) (РФ, 125319, г. Москва, пр. Ленинградский, 64), доктор технических наук, профессор,
ORCID: https://orcid.org/0000–0003–0331–5246
madi.1965@mail.ru

Сова Владислав Александрович,
обучающийся кафедры «Теоретическая информатика и компьютерные технологии» Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (РФ, 105005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская, 5, стр. 1),
ORCID: https://orcid.org/0000–0002–8431–2233
vladislavsovaa@gmail.com

Быков Артем Иванович,
аспирант акционерного общества «Научно-производственное объединение имени С. А. Лавочкина» (РФ, 141400, г. Химки, Московская область, ул. Ленинградская, 24),
ORCID: https://orcid.org/0000–0001–9972–7389
bykovartem1994@yandex.ru